CSTAM 2010-0045

小支板增强超声速混合的实验研究

李智，陈立红，顾洪斌，李飞，张新宇

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第三届高超声速科技学术会议

2010 年 10 月 26-28 日 江苏·无锡

Copyright © 2007 版权所有 中国力学学会

地址: 北京市北四环西路 15 号　邮政编码:100190　Address: No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190

小支板增强超声速混合的实验研究

李智，陈立红，顾洪斌，李飞，张新宇
（中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室 ，北京海淀区 100190）

摘要 本文通过直联式实验台实验对超声速空气来流情况下小支板后喷注气态燃料增强燃料与空气来流混合的研究。实验中，以二氧化碳（CO2）模拟气态碳氢燃料在支板后喷注如马赫 2.5 的空气来流中，设计了 5 种支板构型以及无支板直接壁面喷注燃料的对比状态，共 6 中状态。实验中通过平面激光散射观测瞬时的混合情况。通过采集样气，色谱分析气体浓度的方法分析时均混合状态。实验发现与无支板的情况相比，小支板对于增加燃料贯穿深度，增强燃料与空气来流的有明显影响。

关键词 超燃冲压发动机，超声速混合，小支板，散射

引 言

如何提高燃烧室内的燃烧效率一直是超燃冲压发动机关键技术问题。虽然大量超燃冲压发动机的研究自 20 世纪 60 年代初就已经开始了，但是直到现在在该领域内仍然有很多技术难题没有解决[1]。如何增强超声速来流下燃料的混合效率直接关系到超燃冲压发动机的效率，这是因为超燃冲压发动机正常工作状态下，气流是以超声速流过内通道，燃料喷注后在燃烧室中的滞留时间非常短，一般在毫秒量级。要在如此短的时间内完成燃料与来流的混合、点火、形成扩散火焰并传播至整个燃烧室，实现稳定、高效的燃烧流场是很困难的工作。增强燃料和空气的混合效率是组织高效燃烧基础，对于提高超燃冲压发动机的性能也具有重要的意义。国内外为增强超声速混合做了大量的研究工作，并提出了很多的增强混合技术和措施。例如：斜坡，漩流发生器，后台阶，凹腔等。支板喷注也是增强超声速混合的一种有效措施[2-3]。

支板结构是在气流中的突出结构，见图 1 所示。通过合理的设计支板的结构可以改变燃烧室内的流场结构，使之更有利于混合。支板结构能够明显增加燃料在超声速来流中的贯穿深度。对于气态燃料来所能够产生较大的贯穿深度意味着能够更好的进行超声速混合，形成更稳定超声速燃烧[4]。这是因为与液态燃料相比气态燃料的喷注动量很小，不足以贯穿进入超声速来流的核心区域，从而集中在边界层的低速区内，这样就严重影响了燃料与空气来流的混合。而支板后喷注燃料由于支板的保护作用，可以延迟燃料与来流的相互作用[5]，使得燃料可以很容易的进入来流的核心区。同时支板后的低压回流区可以增加燃料与来流的混合时间，增强混合效率，并可以对超声速燃烧气一定的稳焰作用[6]。本文的研究了在马赫 2.5 的来流条件下不同构型支板后的壁面喷射气态燃料无化学反应情况下与空气来流混合情况。

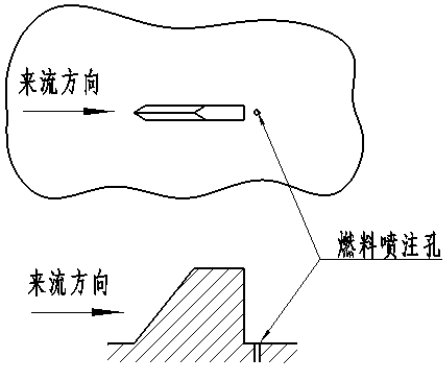
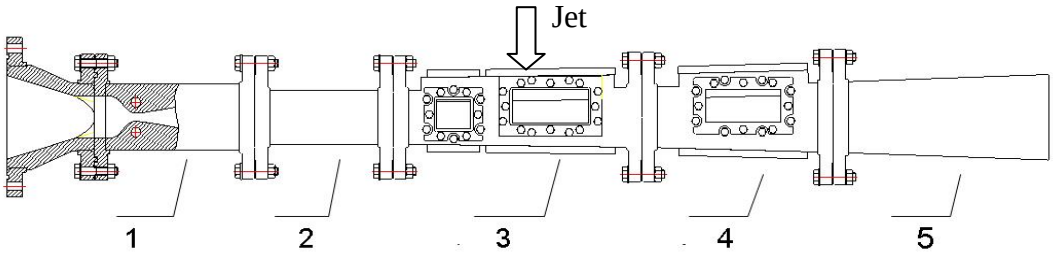


图 1 支板结构示意图

1 试验方法

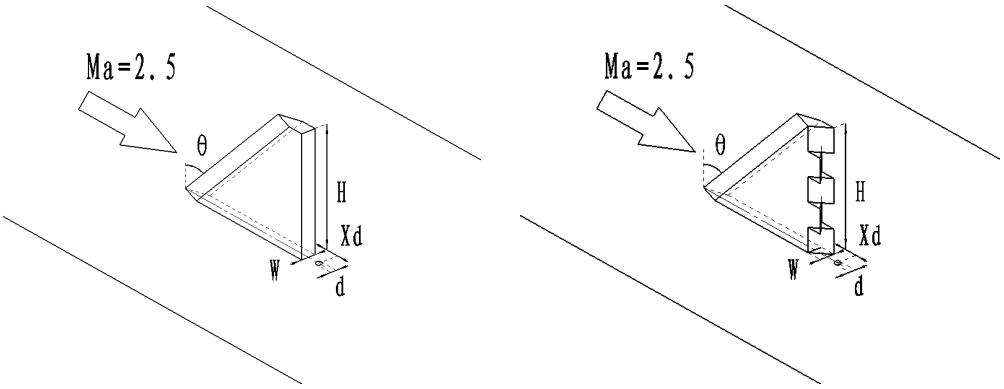
1.1 直联式实验台

本文实验在中国科学院力学研究所 LHD 实验室的直联式实验台上进行。直联式实验台是可以模拟超燃冲压发动机燃烧室正常工作状态的实验台。实验台通过烧氢补氧的方式加热空气，提供总温 1000K，总压 1.2MPa 的高温高压气体。如图 2 直联式实验台示意图所示：加热后的高焓空气通过实验段喷管加速，本次研究得燃烧室进口为马赫 2.5，喷管后依次经过隔离段、第一和第二实验段，最后由尾喷管喷出。实验在主要在 1st 实验段进行，支板和燃料喷孔安装在 1st 实验段顶壁上，1st 实验段其余三壁面安装了光学窗口用于光学测量。



1-实验段喷管 2-隔离段 3-第一实验段 4-第二实验段 5-尾喷管

图 2 直联式实验台示意图



（a）标准支板 （b）带交错尾翼的支板

图 3 支板构型示意图

表 1 小支板几何构型

	Case I	Case II	Case III	Case IV	Case V
支板名称	标准支板	厚支板	高支板	交错尾翼支板	直支板
高 (mm) H	20.0	20.0	25.0	20.0	20.0
宽 (mm) W	4.0	6.0	4.0	4.0	4.0
交错尾翼	无	无	无	有	无
后掠角 θ	45°	45°	45°	45°	0°

1.2 小支板结构

支板结构是在气流中的突出结构，本实验中共设计了 5 种支板构型，以及无支板直接壁面喷注燃料共 6 种状态。5 种支板构型分别考查支板的高度、厚度、后掠角度以及支板后加入交错尾翼四种几何因素对超声速混合的影响。所有状态采用相同的燃料喷孔（直径 d=1.5mm）有支板状态中，喷孔位于支板后(Xd=5.0mm)。支板及喷孔的几何构型如图 3 和表 1 所示。基于安全考虑，实验中采用二氧化碳(CO2)模拟气态碳氢燃料喷入试验段。二氧化碳喷注总温 300K，总压为 2.0MPa 和 1.0MPa。燃料喷注与空气来流动量比 q 分别为 2.3 和 1.2

1.3 测量方法

实验中通过采集样气进行色谱分析气体组分来观测燃料-空气的时均混合情况。图 4 为样气采集系统示意图。样气采集系统共有 5 个采气探针，被固定在喷孔后 83mm 处的中心面上，探针间距 5mm。实验前将集气罐抽真空，做实验时当混合流场达到稳定时候，开启阀门，探针探头处的气体就被抽进集气罐中。实

验结束后，抽取集气罐中的气体，注入色谱分析仪中可以分析处样气中二氧化碳浓度。

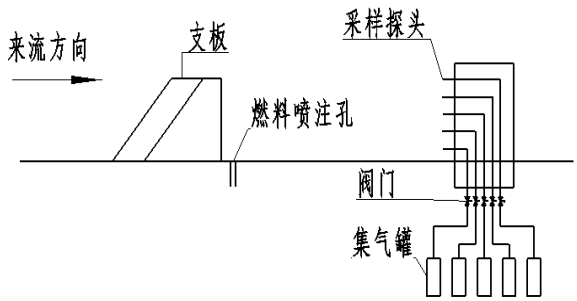


图 4 样气采集系统示意图

实验采用平面激光散射对超声速混合流场瞬态测量（如图 5 所示）。实验前将纳米示踪粒子均匀添加入二氧化碳气源里。这些示踪粒子随二氧化碳喷注如直联式实验台的实验段中，示踪粒子的分布表征了二氧化碳在超声速流场中的混合情况。实验时，一道平面激光射入实验段，当激光遇到纳米示踪粒子是发生散射，这些激光散射图像被 CCD 拍摄并保存。

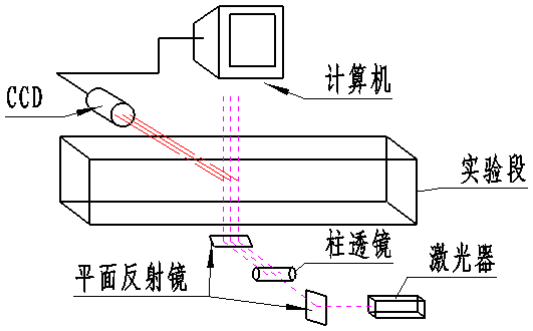


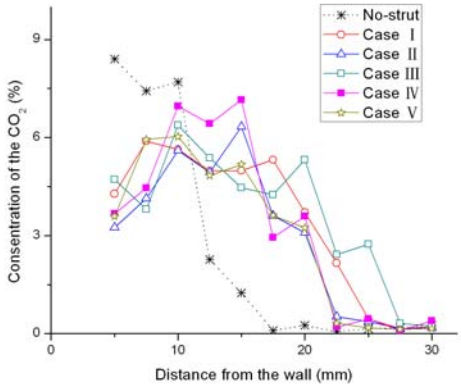
图 5 平面激光散射系统示意图

2 实验结果与分析

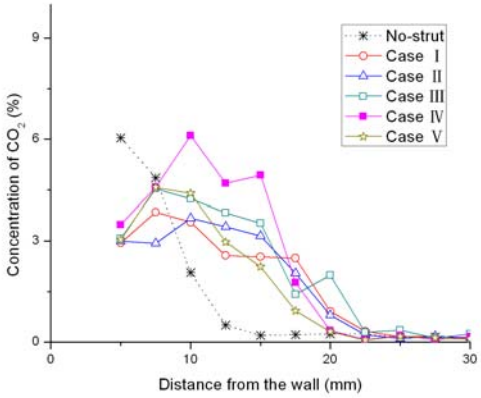
2.1 采集样气结果与分析

如图 6 所示为二氧化碳在喷孔后 83mm 处中心线上的浓度分布。虽然采样气系统只有 5 个探头，但是每个状态的实验都做了 3 次，因此每个状态共得到了 11 个点的二氧化碳浓度的测量值(其中有 4 个点被测了两次)。

无支板的情况下二氧化碳主要分布在贴近壁面 10mm 以下的区域，超过 10mm 二氧化碳浓度急剧下降，很快接近于零。这说明此时燃料贯穿深度很低主要集中在边界层的低速区域中。这使得燃料与空气来流的混合非常不充分，在边界层中燃料的浓度过高，而在空气主流中的燃料浓度有很低，严重影响超声速燃烧的效率。这也是严重限制超声速燃烧效率提高的主要原因之一，也是超燃冲压发动机的一个重大的技术难题。



（a）q=2.3



(b) q=1.2

图 6 二氧化碳浓度分布

有支板的情况下，二氧化碳的贯穿深度明显大于无支板的情况。二氧化碳浓度分布的趋势也与无支板的情况不同。由壁面向上二氧化碳浓度分布呈先增大再降低的趋势，二氧化碳浓度分布的最大值小于无支板情况，浓度峰值的位置也高于无支板情况，在靠近壁面低于 10mm 的边界层低速区内二氧化碳的浓度较少。通过图 6 可知：有支板的情况下高支板的二氧化碳贯穿深度最高；交错尾翼支板时二氧化碳浓度分布的峰值最大，贯穿深度最小；其他三种支板（高度相同）的情况下，二氧化碳浓度分布曲线非常相似。因此，我们得到支板辅助燃料喷注的贯穿深度直接与支板高度相关，支板越高贯穿深度越高。而交错尾翼的存在会略微降低燃料的贯穿深度。

比较图 6（a）和（b）发现：尽管喷注压力不同，相同状态二氧化碳浓度分布的基本趋势是相同的。这说明不同喷射压力下各支板情况下二氧化碳浓度的分布特点不变。只是由于随着喷射总压的增大，喷孔出口的燃料动量及燃料的流量也增大，所以 q=2.3 时的二氧化碳的贯穿深度及浓度明显大于喷射压力 q=1.2 时。同时，与 q=2.3 时相比，q=1.2 时候二氧化碳浓度分布的峰值位置也相应的下降。

2.2 平面激光散射结果与分析

瞬态的超声速混合场可以通过平面激光散射测量。本实验中只做了 q=2.3 各支板和无支板的情况（喷注总压 1.0MPa 时，喷注的二氧化碳流量低导致失踪粒子的浓度过低，激光散射光非常弱）。每种状态都采集了 3 组散射图像，分别为中心对称截面、喷口后 4mm（2.7d）和 75mm（50d）处横截面的散射图像（如表 2 所示）。中心对称截面的散射图像显示了燃料喷注的贯穿情况，很截面的散射图像显示了燃料喷注后的横向混合情况及燃料的扩散面积。通过这些散射图像，我们得到：

（1）在无支板状态下，燃料的混合无论是横向还是竖直方向的扩散都是最差的。主要原因是超声速来流的动量太强，压制了横向喷注的贯穿深度，同时抑制了燃料与来流的混合。这些情况我们通过中截面和横截面的散射图像都可以观察到，燃料的贯穿深度小于 9 倍喷孔直径，羽流面积相对于其他状态也是最小的。

（2）在有支板状态下（除去交错尾翼支板状态），燃料的扩散分布情况比较相近，这是由于支板对喷注的二氧化碳起到了临时的保护作用，延迟了燃料与空气相互作用，增加了混合时间。因此，燃料的混合扩散与支板横截面直接相关，燃料喷注的贯穿深度与支板的高度相关，横向扩散与支板宽度相关。高支板的贯穿深度大于其他支板，厚支板的燃料横向扩散宽度也大于其他支板情况。直支板的横截面散射图像与其他支板状态有些差异，图像的顶端较为平直，这是因为直支板在超声速流场中引起的激波、膨胀波的方向与其他支板不同所致，但是直支板的羽流面积与标准支板的几乎相等。

（3）在交错尾翼支板状态下，如中心截面和喷口后 4mm 横截面激光散射图所示，在支板后燃料的羽流发生扭曲变形。这是因为超声速来流流过支板的交错尾翼形成涡结构，从而形成了羽流扭曲变形。这些涡结构的卷吸燃料，增大燃料-空气的接触面积，增强混合，使得该情况下二氧化碳的贯穿深度略微下降，但是横向扩散大为增加，通过喷口后观察 75mm 处横截面的激光散射可以发现，羽流面积大于其他支板情况。

3 结论

本文关于小支板增强超声速混合的研究中，共设计了 5 种构型的支板并进行了超声速混合实验，以及无支板直接壁面横向喷注的参照实验。在实验中以二氧化碳模拟气态碳氢燃料喷入马赫 2.5 的超声速来流中。根据实验测量结果的二氧化碳浓度分布及平面激光散射图像，我们得到以下结论：

（1）支板的几何构型对于燃料的超声速混合有着明显的作用。支板的高度直接影响着燃料的贯穿深度，实验表明采用高支板的情况下燃料的贯穿深度是最大的。

（2）虽然直支板的的横截面散射图像与其他支板的图像略有不同，但是燃料的扩散面积、贯穿深度以及采集样气获得的二氧化碳浓度分布曲线都与标准支板的情况极为相似。因此得到支板后掠角度对燃料超声速混合的影响较小。

（3）采用交错尾翼支板的情况下，燃料混合情况最好。虽然燃料的贯穿深度略小于标准支板，燃料的扩散面积却大于其他支板。

参考文献

1 Murthy,S.N.B.,E.T.Curran.High-speed flight propulsion systems.Volume 137. Progress in astronautics and aeronautics,AIAA 1991.

2 Hollo, S. D., McDaniel, J. C., and Hartfield, R. J., “Quantitative Investigation of Compressible Mixing: Staged Transverse Injection into Mach 2 Flow,” AIAA Journal, Vol. 32, No. 3, 1994, pp. 528－534.

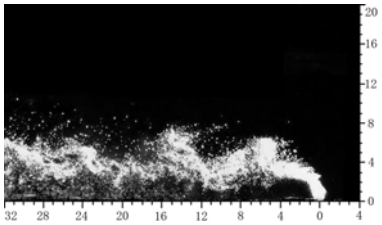
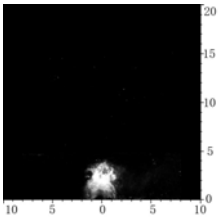
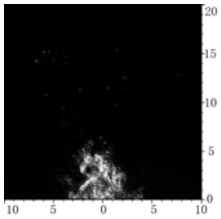
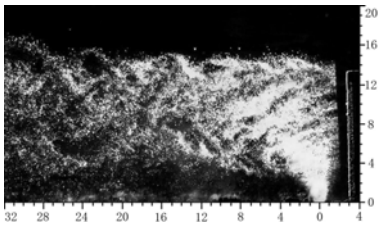
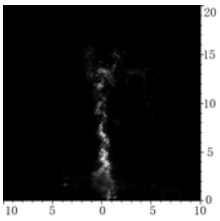
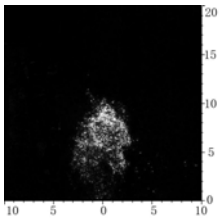
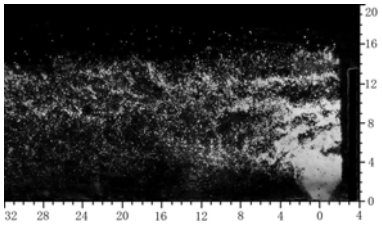
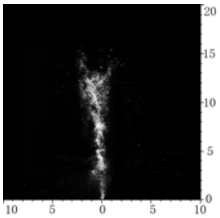
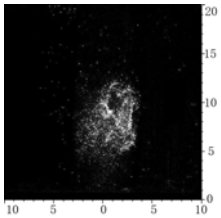
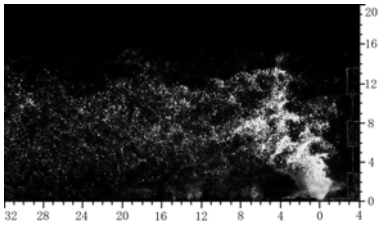
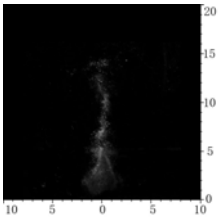
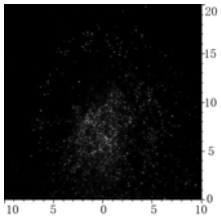
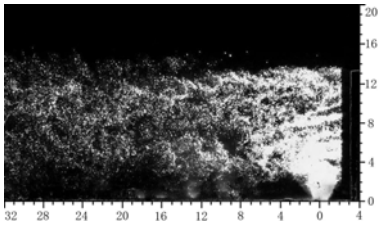
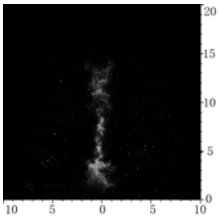
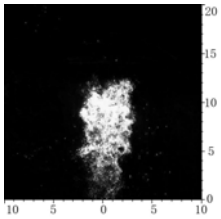
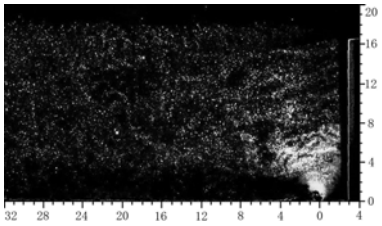
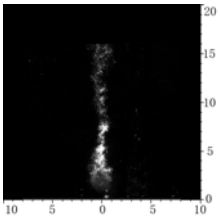
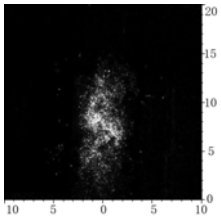
3 Donohue, J.M.,McDaniel, J. C., Jr., and Haj-Hariri, H., “Experimental and Numerical Study of Swept Ramp Injection into a SupersonicFlow. eld,” AIAA Journal, Vol. 32, No. 9, 1994, pp. 1860－1867

4 Montes, D. R., King, P. I., Gruber, M. R., Carter, C. D., and Hsu, K.-Y., “Mixing Effects of Pylon-Aided Fuel Injection Located Upstream of a Flameholding Cavity in Supersonic Flow,” AIAA Paper 2005-3913, July 2005.

5 Sadatake Tomioka,Atsuo Murakami,Kenji Kudo,et al.Combustion Tests of a Staged Super- sonic Combustor with a Strut.AIAA Paper 98-3273.1998.

6 M.Gilinsky,V.Khaikine,C.Trexler,et al.Numerical and Experimental Tests of a Supersonic Inlet Utilizing a Pylon Set for Mixing,Combustion and Thrust Enhancement. AIAA Paper 2005-21,2005

表 2 平面激光散射图像（图像坐标是关于喷孔直径无量纲长度）

	中截面	喷口后 4mm（2.7d）横截面	喷口后 75mm（50d）横截面
无支板			
标准支板			
厚支板			
交错尾翼支板			
直支板			
高支板			

EXPERIMENTAL STUDIES OF FUEL-AIR MIXING ENHANCEMENT BY STRUT IN SUPERSONIC FLOW

Li Zhi, Lihong Chen，Hongbin Gu, Fei Li, Xinyu Chang

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract An investigation of the non-reacting flow concerning the gaseous fuel and air mixing enhancement by strut has been carried out in this paper. In this study, carbon dioxide (CO2) substituting gaseous hydrocarbon fuel was injected behind a strut into Mach 2.5 crossflow. Five strut geometries were designed and studied, and compared with a no-strut base case. The instantaneous fuel-air mixing characteristics were obtained by using planar laser scatter. The concentration profiles were obtained by using gas sampling and chromatographic analysis. The results showed every strut had different effect on the fuel-injection plume. Compared with the base case, the struts would improve fuel penetration and mixing with mainstream.

Key words scramjet, supersonic mixing, strut, laser scatter